

⑫ 公開特許公報(A)

平2-274698

⑤Int. Cl.³

識別記号

庁内整理番号

⑬公開 平成2年(1990)11月8日

B 64 G 1/28

B

8817-3D

審査請求 未請求 請求項の数 4 (全4頁)

⑭発明の名称 宇宙船用飛行姿勢制御アクチュエータ

⑯特 願 平1-156633

⑰出 願 平1(1989)6月19日

優先権主張 ⑱1989年4月11日⑲欧州特許機構(E P)⑳89830162.7

⑳発 明 者 ドメニコ スデーラ イタリア国, 00139, ローマ, ビア ソレーレ テトラジ
ニ 47/C㉑発 明 者 エミリオ グレコ イタリア国, 00419 ローマ, ビア エンリコ デ サン
マルチノ パル ベルガ 67㉒出 願 人 コントラベス イタリ イタリア国, 00132 ローマ, ビア アフィル 102,
アナ ソシエテ ベル
アチオニ

㉓代 理 人 弁理士 土橋 秀夫 外1名

明 細 書

1. 発明の名称 宇宙船用飛行姿勢制御
アクチュエータ

2. 特許請求の範囲

(1)(a)宇宙船に接続させたフレーム(S)
と、(b)モータ(M1, M2)によって反対方向
で同じ速度の回転を行うように駆動され且つそ
の軸線に対して直角な平行軸線を中心に回転す
るようにフレームに軸承された2つの遊び車
(F1, F2)と、(c)ジンバルを軸承軸線を中心に所望の角度
的移動を介して回転させるためのモータ機構
(MG, TG, TF, T1, T2)とから構成
したことを特徴とする宇宙船用飛行姿勢制御ア
クチュエータ。(2)遊び車を同一にしたことを特徴とする特
許請求の範囲第1項に記載の宇宙船用飛行姿勢
制御アクチュエータ。

(3)ジンバルの角度的移動は大きさが同じで

且つ方向が反対であることを特徴とする特許請
求の範囲第2項に記載の宇宙船用飛行姿勢制御
アクチュエータ。(4)モータ機構を1つのモータと各ジンバル
の各々に対する伝動機構とから構成したことを
特徴とする特許請求の範囲第3項に記載の宇宙
船用飛行姿勢制御アクチュエータ。

3. 発明の詳細な説明

本発明は宇宙船用飛行姿勢制御アクチュエー
タに関するものである。宇宙船は飛行姿勢制御のために幾つかの型式
のアクチュエータ、即ち、ジェットモータ、磁
界又は重力傾斜からのトルク発生器等が使用さ
れている。しかし、強力なトルク発生のために、
現在、2つのみ、即ち、慣性フライホイールを
加えたジェットモータと二重ジンバル付き遊び
車とが利用可能である。しかしながら、上記アクチュエータは幾つか
の欠点を有している。即ち、

(1)ジェットモータ装置は現在の技術水準に

において限界サイクルまで上昇する推力調整の問題を有している。

(2) 慣性遊び車は宇宙船が飛行することができ一定の方向を維持し、ホイール回転速度を変化することにより規定の方向に向けて宇宙船を回転させるために反動トルクを発生させることができるが、しかしこの慣性遊び車は飽和現象を包含しており、最大利用可能トルクの値が全く低い(0.1~1Nm)ことが良く知られている。

(3) 二重ジンバル付遊び車は該遊び車が一定回転速度を有するため非常に良好なアクチュエータであり、ホイール軸線を回転させることにより、回転を含む平面に対して直角に非常に強力なトルクを発生させることができるが、ここでトルクの平面は軸線とともに回転し、その結果この装置の制御は姿勢制御コンピュータメモリを過負荷し、計算時間を増大する複雑な計算を必要とする。

従って、本発明の主たる目的は、太陽電池板

であり、このアクチュエータは2つの同一のはずみ車F1及びF2からなっており、はずみ車F1及びF2はそれぞれのジンバルG1及びG2上に支持され、それぞれのジンバルに取付けたモータM1及びM2によって駆動されて第1図の矢印V1及びV2によって示したように回転軸線Z1及びZ2を中心に、大きさが同じで且つ方向が反対である一定の角速度で回転する。

ジンバルG1及びG2は軸A1及びA2を有しており、該軸A1及びA2はフレームSに軸承されおり、その軸線X1及びX2が互いに平行で、はずみ車の回転軸線Z1及びZ2に対して直角である。フレームSは宇宙船(図示せず)と固定している。

フレームSに取付けられたモータMGは一方ではジンバルG2の軸A2に係止された歯車T2と噛合し、他方では遊び車TFと噛合している歯車TGを支持しており、遊び車TFはジンバルG1の軸A1に係止されている別の歯車T1と噛合しており、すべての歯車は同じ大きさ

によって集められた(または板が破壊される前に、バッテリーによって発生された)電力を使用することによってのみ宇宙船の飛行姿勢を制御するためにいずれの方向にも運転トルクを発生させることができる宇宙船用飛行姿勢制御アクチュエータを提供することにある。

以下の説明から明らかなように、上述の目的は、本発明によれば、(a)宇宙船と堅固に接続させたフレームと、(b)モータによって反対方向に且つ同じ速度で回転するように駆動され且つその軸線に対して直角に横たわる平行軸線を中心に回転するようにフレーム上に軸承されたジンバルによって支持された2つの遊び車と、(c)ジンバルを軸承軸線を中心に所望の角度移動を介して回転させるためのモータ機構とから構成した宇宙船用飛行姿勢制御アクチュエータにより達成される。

以下に、本発明を添付図面に示した好適な実施例に関連して説明する。

第1図にはアクチュエータの基本構成を示し

からなっている。従って、モータMGが作動されると、ジンバルG1及びG2は大きさが同じで方向が反対である角度的移動によってそれぞれの軸線を中心に回転する。

共通軸線Yは回転軸線Z1及びZ2によって形成され且つ軸線X1及びX2に対して直角である平面内に横たわるように形成されている。

フレームS(即ち、宇宙船)が任意の軸線を中心に回転され、他方回転はずみ車が第1図に示した休止位置にある場合に、外力に対向する本装置の唯一の反応は2つの遊び車が固定している場合と同一であるその合計慣性による反応である。

しかし、第2図に関して、モータMGが所望の角移動によりジンバルG1及びG2を回転させるように作動された場合に、外部トルクが発生される。この作用を次に説明する。

慣性フレームに関連する固定軸線を中心に行われる固定体の回転について基本式は

$$\frac{d\vec{J}}{dt} = \vec{M} \quad (1)$$

であり、ここで、

\vec{J} は固定体の角運動量 (回転)、

\vec{M} は付加されたトルクである。

角速度 ω で回転するフレームにおいて、基本

式(1)は

$$\frac{d\vec{J}}{dt} + \omega \times \vec{J} = \vec{M}, \quad (2)$$

になり、この形式において、それは検査中の各遊び車に適用される。

式(2)が第1図のユニット内の2つの遊び車F1及びF2に適用されると、理解できる通り、

軸線Yに沿って向けられ且つ大きさ

$$|\vec{M}| = 2\omega x Hg \cos(\omega x t)$$

を有する本装置によって正味トルクが発生される。ここで、

ωx はX軸を中心に行われる各遊び車軸線の角速度、

Hg は各遊び車の角運動量 (角回転) である。

することができる。

好適な実施例においてジンバルを軸線X1及びX2を中心のみ回転させるためにモータ機構が設けられているけれど、例えば、軸線Yを中心に遊び車軸線を回転させるために同じ概念が適用させることができるので、軸線Xに沿うトルクが得られる。より一般的には、本発明の概念はどんな方向に沿うトルクをも発生させるために適用させることができる。

従来の飛行姿勢制御装置と比較すると、上述した装置は幾つかの重要な利点を有することを理解することができる。特に、2つの遊び車の合計角度運動量は従来のアクチュエータの25%のみの利用度に比較して、100%利用可能であり、従って同じ質量でより強力なトルクを発生させることができる。

上述した装置は幾つかの分野において応用することができる。

低慣性モーメントの軸線を中心に回転する回転宇宙船の姿勢制御において応用され、正弦ト

このようなトルクは角加速度

$$\omega_s(t) = \frac{2\omega x Hg \cos(\omega x t)}{I} \quad (3)$$

でフレームSを軸線Yを中心に回転させ、ここ

で、 I はフレームSの慣性モーメントである。

遊び車の軸線が任意の法則 $\beta(t)$ にしたがって回転する場合に、上式(3)は、

$$\omega_s(t) = \frac{2\omega x(t) Hg \cos \beta(t)}{I}$$

を生じ、積分により

$$\omega_s(t) = \frac{2 H g}{I} \sin \beta(t)$$

を生じる。

従って、フレームSの角速度は遊び車の軸線の位置 $\beta(t)$ にのみ、即ちそれらの回転角度に依存し、その結果として従来の制御装置と同様に調整させることができる。

遊び車の軸線の回転が停止させた時に、トルクは消滅し、フレームSは遊び車の軸線をそれらの最初又は休止位置に戻すことにより停止さ

ルスを付加させることができるので、宇宙船の運動量に偏流が生じない。

ジェット装置の同時使用によるドッキングにおいて応用され、これは質量中心の移動のためにのみ使用される。

自動制御装置に使用された際に本装置の高解像度のため、望遠鏡、アンテナ等のごとき光学装置の正確な方向付けに応用される。

ジオット (Giotto) のような惑星間飛行における正確な軌道制御に応用される。

1つの遊び車を有する2つの部分を有する歯車伝動装置を介して1つのモータによってジンバルを角度的に移動させる好適な実施例を上述したが、傘歯車、ベルト等のごとき他の機構を使用することができ、更に反対方向に回転する2つのモータによって各ジンバルを直接駆動することもできる。上述した実施例に対するこれら変形及び他の変更は本発明の範囲内のものとしてみなすべきである。

4. 図面の簡単な説明

第1図はY方向にトルクを発生させることができる休止又は待機位置におけるアクチュエータの斜視図、

第2図はトルク発生位置におけるアクチュエータの斜視図である。

図中、符号Sはフレーム、F1、F2は遊び車、M1、M2はモータ、G1、G2はジンバル、MGはモータ、TGは歯車、TFは遊び歯車、T1、T2は歯車である。

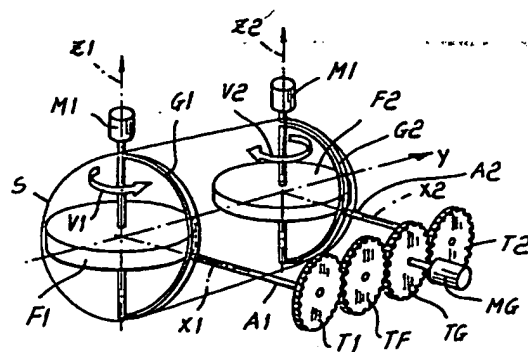


Fig. 1

特許出願人 コントラベス イタリアナ

ソシエテ ペル アチオニ

代理人 土 橋 秀 夫

岡 江 藤

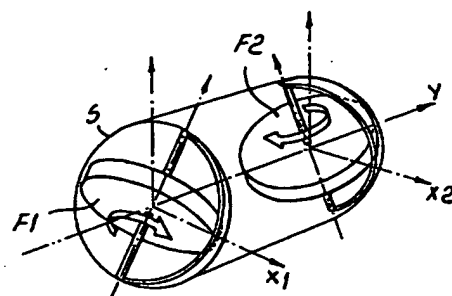


Fig. 2

PAT-NO: JP402274698A
DOCUMENT-IDENTIFIER: JP 02274698 A
TITLE: ATTITUDE CONTROL ACTUATOR FOR SPACECRAFT
PUBN-DATE: November 8, 1990

INVENTOR-INFORMATION:

NAME	COUNTRY
STELLA, DOMENICO	N/A
GRECO, EMILIO	N/A

ASSIGNEE-INFORMATION:

NAME	COUNTRY
CONTRAVES IT SPA	N/A

APPL-NO: JP01156633

APPL-DATE: June 19, 1989

PRIORITY-DATA: 8989830162 (April 11, 1989)

INT-CL (IPC): B64G001/28

US-CL-CURRENT: 244/165

ABSTRACT:

PURPOSE: To generate flying attitude control turques in any directions by supporting two flywheels rotating in opposite directions at the same speed by means of gimbals journalled on a frame, in such a way that the flywheels rotate about parallel axes which lie perpendicular to the axes thereof.

CONSTITUTION: Flywheels F1, F2 are supported on gimbals G1, G2 and driven by respective motors M1, M2 to rotate about respective axes Z1, Z2 in opposite directions at the same speed. When a motor MG is actuated, the gimbals G1, G2 are rotated about respective axes X1, X2 via an idle gear TF in

opposite
directions and at the same speed. The common axis Y of a frame S
secured to a
spacecraft is formed by the axes Z1, Z2 within a plane perpendicular
to the
axis X1, X2. Therefore when the gimbals G1, G2 are rotated about the
axes X1,
X2, the flywheels F1, F2 can also be rotated about the axis Y,
whereby torques
along the axes X1, X2 can also be obtained and torques in any
directions can be
produced.

COPYRIGHT: (C) 1990, JPO